

压气机叶片复合疲劳试验系统的设计及疲劳寿命分析

张亚骥, 周瑞祥, 郭书祥, 尚柏林, 贾文铜
(空军工程大学 航空航天工程学院, 西安 710038)

摘 要: 为了模拟航空发动机工作典型状况,研究高低周复合疲劳对某型一级压气机叶片疲劳性能的影响,设计了高低周复合疲劳试验系统,进行了复合疲劳试验,振动试验及仿真分析;确定了叶片一阶振动频率为153.0 Hz,得出复合疲劳试验较纯低周加载缩短叶片寿命的作用高达58.6%。通过分析中值S-N曲线和P-S-N曲线, S-N曲线拟合系数高达0.99。通过对复合疲劳试验后的叶片断口进行分析,叶片断口的宏观和微观性状均出现了明显的疲劳源、高周扩展区、低周扩展区以及瞬断区,找到了叶片的断裂经历了高低周复合疲劳作用形成的明显特征区,最后说明了复合疲劳试验系统设计的合理性和可行性。

关 键 词: 压气机叶片; 复合疲劳; 叶片寿命; S-N曲线; P-S-N曲线; 断口分析

中图分类号: V235.1

文献标志码: A

Design of compound fatigue test system of compressor blade and fatigue life analysis

ZHANG Yakui, ZHOU Ruixiang, GUO Shuxiang,
SHANG Bolin, JIA Wentong

(Aeronautics and Astronautics Engineering College,
Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: In order to simulate the typical working condition of aircraft engine, the effects of the high and low cycle compound fatigue on the fatigue performance of a certain level compressor blade were researched. To achieve the purpose, a high and low cycle combined fatigue test system was designed, and the compound fatigue test, vibration test and simulation analysis were conducted. It was concluded that the first order vibration frequency of the blade of 153.0 Hz was confirmed, and the compound fatigue test can significantly reduce blade life to 58.6% than pure low cycle loading; through analysis of the curves of S-N and P-S-N, the degree of fitting of S-N curve can reach to 0.99. The fracture of the blades and the macroscopic and microscopic characteristics of the fracture showed fatigue source, high cycle loading extended area, low cycle loading extended area and fracture area at the same time. The clear characteristics area of fracture under the compound fatigue effect was found. The rationality and feasibility of this test system were illustrated.

Key words: compressor blade; compound fatigue; blade life; S-N curve; P-S-N curve; fracture analysis

收稿日期: 2016-04-02

作者简介: 张亚骥(1990—),男,博士生,主要从事飞机器使用可靠性、安全性、故障诊断与健康监控研究。

引用格式: 张亚骥,周瑞祥,郭书祥,等.压气机叶片复合疲劳试验系统的设计及疲劳寿命分析[J].航空动力学报,2017,32(12):2880-2887. ZHANG Yakui, ZHOU Ruixiang, GUO Shuxiang, et al. Design of compound fatigue test system of compressor blade and fatigue life analysis[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(12): 2880-2887.

航空发动机叶片疲劳断裂故障是发动机常见的失效类型之一,其断裂失效则直接影响发动机工作的稳定性和飞机性能的发挥^[1]。压气机叶片在实际工作中,除了要承受大幅值、低频率的离心、气动和温度载荷以外,还受到小幅值、高频率的振动载荷。当这两种载荷作用在叶片上时,其效果既不是单纯低周载荷也不是单纯的由于振动引起的高周载荷,而是一种高低周复合疲劳^[2]。

本文利用液压加载装置施加拉伸应力,对叶片考核部施加低周载荷,模拟由发动机转速引起的离心应力,使得叶片考核点处的应力水平与发动机选定工作转速下的静应力相同^[3-4]。利用激振器对叶片进行激振,作为高周载荷,模拟实际工作中产生的振动应力,从而使叶片处于高、低周复合力的作用之下。低周加载拉伸应力选用 40 kN,激振频率选择在叶片的一阶弯曲共振频率 151 Hz 附近,使叶片处于共振的状态。随后,分析疲劳特性曲线特征并且对试验后的叶片进行断口分析,以此来研究高低周复合疲劳试验系统设计的合理性和可行性。

1 复合疲劳试验低周加载及激振系统设计

1.1 考核部位的确定

发动机工作时,叶片在损伤最大的部位最易出现裂纹并发生断裂,它是部件交变载荷(应力或应变)反复作用下发生的累积损伤的过程。所以该部位一般作为叶片疲劳损伤的考核部位,通过设计试验装置来模拟考核部位所受发动机工作时的实际应力,对于研究压气机叶片的疲劳寿命和外场排故具有重要意义^[5-7]。图 1 为某型叶片的外场故障图,从图中可以清楚地看到叶根处有明显的裂纹。



图 1 外场故障叶片图

Fig.1 Fracture position of the blade

对叶片进行有限元分析^[8],图 2 为叶片局部应力图,可以确定叶片的考核部位为叶根接耳处,图中物理量数轴表示叶根所受应力载荷(σ)。

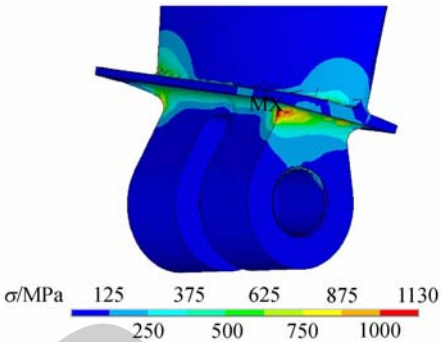


图 2 叶片局部应力云图

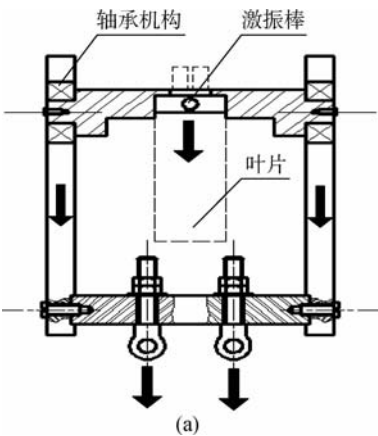
Fig.2 Local stress contour of the blade

1.2 加载方案的设计

为了模拟发动机工作状态中,叶片所承受的由离心载荷引起的低周应力,以及由气动微弱扰动和系统振动引起的高频、小幅值振动应力的作用,文章所设计的复合疲劳试验系统包括低周加载装置和高周加载装置,高低周加载路径如图 3 所示^[9]。

其中,液压作动筒将液压能转化为机械能,产生低周加载力,通过钢索作用于夹具上,进而作用于叶片根部。高周载荷的施加采用振动台,振动台上装有激振棒,激振棒的另一端通过夹具与叶片相连,保证叶片考核部位的应力幅值按照要求的高周载荷的幅值变化。这种加载设计使得复合载荷的两部分独立分开,互不影响;同时,还可以进行纯低周拉力加载的独立研究^[9-10]。图 4 为复合疲劳试验装置图。

根据加载方案的设计,进行工厂加工,设计出的复合疲劳试验系统实物图如图 5 所示^[11]。由



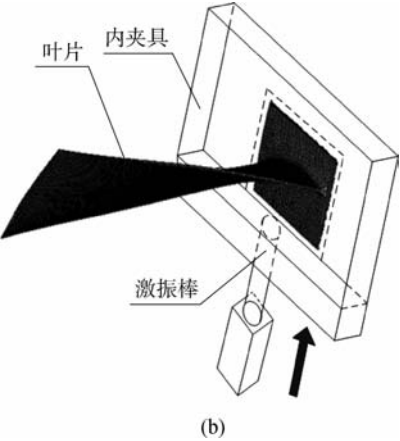


图 3 叶片复合疲劳试验载荷传递路径图
Fig. 3 Load path of compound fatigue test of blade

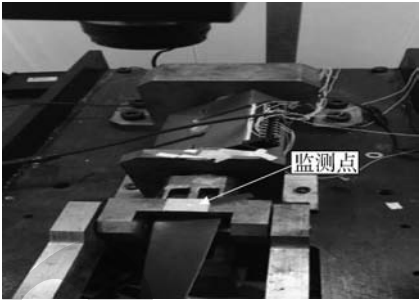


图 6 复合疲劳试验系统夹具实物图及监测点图
Fig. 6 Real photo of fixture and monitoring point of compound fatigue test system

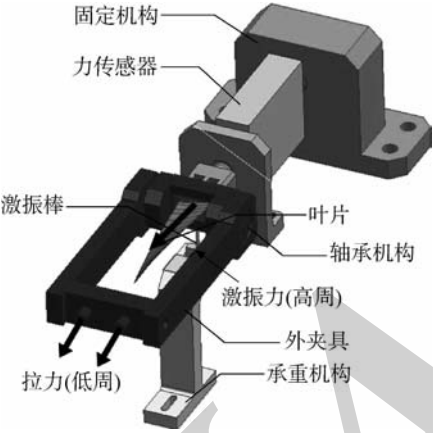


图 4 复合疲劳试验装置图
Fig. 4 Illustration of the compound fatigue test equipment

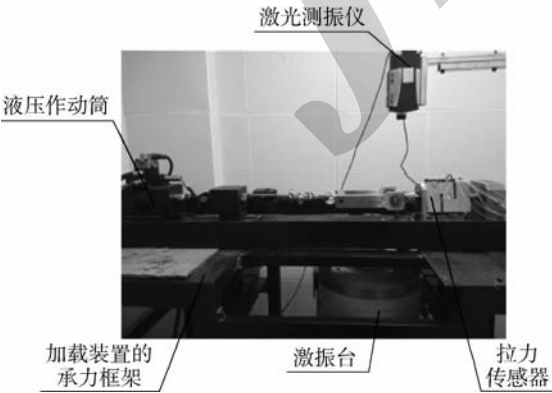


图 5 复合疲劳试验系统实物图
Fig. 5 Real photo compound fatigue test system

现出稳定的正弦变化趋势,可以准确测量振幅。
其中,拉力传感器用来实时监控低周载荷的变化,激光测振仪用来监控叶片受高周振动的幅值。两者都将信号输入到可视的工控机进行数据采集和数据分析。

1.3 复合疲劳试验方案的设计

1.3.1 复合疲劳试验载荷谱的确定

载荷谱反映了载荷-时间的历程,它是疲劳寿命研究不可或缺的资料。复合疲劳试验是在实验室条件下进行的,常用的载荷谱如图 7 所示为梯形波叠加三角波复合疲劳载荷谱的工作载荷谱,其中,梯形波为低循环载荷谱,模拟发动机的起飞、着陆以及巡航状态;叠加在低周峰值平台上的三角波为高周载荷谱,模拟在保载期间,局部高应力区发生叶片振动引起的高周、小幅值的振动应力,可用此载荷谱近似等效叶片真实环境的载荷谱^[12-14]。

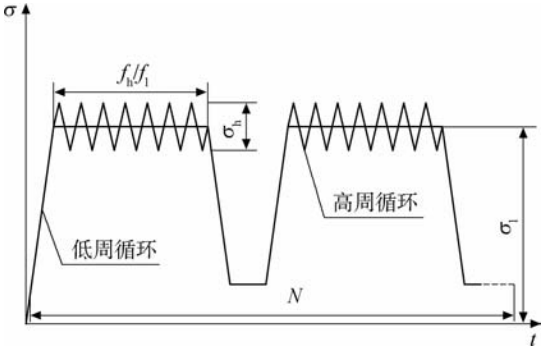


图 7 复合疲劳试验载荷谱
Fig. 7 Load spectrum of compound fatigue test

于叶尖振动过于剧烈,测量位置处的时域位移曲线变化极其不规则,难以准确测量振幅,最终将测量点选在内夹具上表面中心位置,如图 6 所示。此处振幅相对较小,叶片共振时,时域位移曲线呈

图 7 中载荷谱表达了应力 σ 与时间 t 的关系,其中 N 为疲劳寿命,四个参量包括低周应力幅值 σ_l 、高周振动应力幅值 σ_h (指全幅值)、低周载荷频率 f_l 和高周载荷频率 f_h , f_h/f_l 定义为高低

周载荷频率比。根据该型发动机压气机叶片的设计参数,叶片的高周疲劳设计寿命为 1.5×10^7 次,低周疲劳设计寿命为 4 400 次,据此确定试验载荷谱中的高低周载荷频率比为 3 409。

1.3.2 低周载荷的确定

某型发动机外场测得的最大转速所对应的角速度 $\omega_{\max} = 1\,185.43\text{ rad/s}$, 对其进行弹性静力学分析, 仿真计算考核部位在最大转速下叶根截面上的所有节点的支反力, 其合力为 38.3 kN, 此即为考核部位在最大转速下所承受的离心载荷, 也就是压气机叶片高低周复合疲劳试验载荷谱的低周载荷幅值。取整后采用 40 kN 进行试验。

1.3.3 高周载荷的确定

利用 Polytec 激光测振仪的逐点扫描功能, 测振仪通过夹具夹持叶耳处, 叶片表面与地面呈水平状, 在叶片表面粘贴反光纸, 利用激光逐点扫描叶片, 测量叶身上各测点的位移响应信号, 然后将处理后的信号送至数据采集模块。再利用各点振动的幅值和相位信息, 拟合出叶片在各阶共振频率下振动时的振型。测得 a1~a6 六叶片的一阶振动频率为表 1。

表 1 叶片一阶振动频率数据表
Table 1 First order vibration frequency data of the blade

叶片 编号	一阶振动 频率/Hz	叶片 编号	一阶振动 频率/Hz
a1	153.1	a4	150.0
a2	151.6	a5	156.3
a3	149.2	a6	151.6

一级压气机叶片与轮盘之间的采用销钉联接, 是一种典型的非线性接触问题。为了准确模拟叶片在发动机上的约束条件, 使静力分析和后续的模式仿真分析结果更加可靠, 需要建立叶盘耦合模型。将夹具叶片耦合系统网格模型导入 ANSYS 软件中, 模拟试验条件设置边界条件和载荷条件, 即对叶片销钉孔内侧所有节点进行固定约束, 对内夹具轴承孔半圆环上所有节点施加均布载荷, 合力与试验载荷谱中的低周载荷幅值一致, 为 40 kN, 仿真得出压气机叶片的一阶振动频率为 156.1 Hz。结果如图 8 所示, 图中物理量坐标轴表示考核部位所在径向截面以上部分, 在一阶振动频率下其等效应力(σ_e)。

由表 1 计算得 a1~a6 六叶片的一阶振动频

率的平均值为 152.0 Hz, 仿真值与试验值之间的误差为 2.63%, 最终复合疲劳试验中高周载荷振动频率采用 153 Hz。

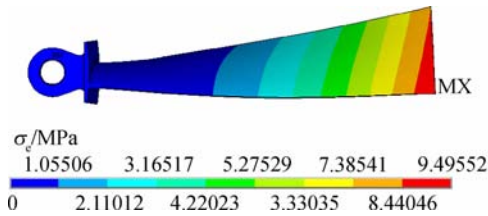


图 8 叶片一阶振动频率下的等效应力仿真图
Fig. 8 Simulated equivalent stress of the blade under the first order vibration frequency

2 复合疲劳试验及疲劳性能曲线分析

疲劳性能曲线一般可通过 S-N 曲线和 P-S-N 曲线表示。其中 S-N 曲线确定的是作用应力 S 与疲劳寿命 N 之间的关系^[2]; P-S-N 曲线为基于统计方法得到的考虑可靠度的概率-应力-寿命曲线, 简称 P-S-N 曲线。

2.1 复合疲劳试验研究

为了得到某型涡扇发动机一级压气机叶片高低周复合疲劳寿命的 S-N 曲线和 P-S-N 曲线, 根据《发动机叶片及材料振动疲劳试验方法》^[12], 在同一低周载荷下利用 16 个压气机叶片开展了如下三类疲劳试验:

- 1) 利用 3 个叶片进行了低周疲劳试验;
- 2) 利用 7 个叶片进行 7 级高周振动应力幅值下的高低周复合疲劳试验;
- 3) 利用 7 个叶片进行了同一高周振动应力幅值下的高低周复合疲劳试验。

高周振动应力幅值通过监测点振幅进行控制: 进行 7 级高周振动应力幅值下的高低周复合疲劳试验时, 监测点振幅依次控制为 10、15、20、25、30、35、40 μm ; 进行同一高周振动应力幅值下的高低周复合疲劳试验时, 监测点振幅控制为 10 μm 。利用摄像头实时监控叶片的缘板位置, 当缘板位置出现可见裂纹时, 试验终止^[14-15]。

按照试验方案要求进行三类疲劳试验并统计叶片断裂时所经历的低周循环数 N_l 和高周循环数 N_h 。求得在各监测点振幅下, 叶片考核部位的高周振动应力幅值, 最终得到表 2、表 3 和表 4 中所示数据。

表 2 叶片低周疲劳寿命
Table 2 Low cycle fatigue life of the blade

叶片个数	N_l /cycle	N_l 平均值/cycle
3	5 486, 5 963, 4 928	5 459

表 3 不同高周振动应力幅值下叶片的复合疲劳寿命
Table 3 Compound fatigue life of the blade with different high cycle vibration stress amplitudes

序号	监测点 振幅/ μm	振动应 力幅值/ MPa	N_l / cycle	N_l 平均值/ cycle	N_h / cycle
1	10	57.1	3 714		12 659 200
2	15	85.1	2 983		10 169 520
3	20	113.0	2 357		8 035 710
4	25	141.0	2 083	2 261	7 101 574
5	30	168.9	1 804		6 150 270
6	35	196.9	1 503		5 123 950
7	40	224.8	1 386		4 723 120

表 4 固定高周振动应力幅值下叶片的复合疲劳寿命
Table 4 Compound fatigue life of the blade with fixed high cycle vibration stress amplitude

序号	振动应力 中值/ MPa	N_l /cycle	N_h /cycle
1		3 714	12 659 200
2		5 806	19 790 320
3		3 541	12 070 960
4	57.1	3 923	13 371 280
5		4 552	15 514 400
6		3 797	12 941 280
7		3 405	11 606 560

2.2 疲劳性能曲线分析

在相同低周拉力加载下,对比表 2 和表 3,复合疲劳加载时,叶片低周循环数平均值为 2 261 次,较纯低周疲劳寿命平均值的 5 459 次,减小了 58.6%。此外,表 4 中复合疲劳试验下叶片的最长寿命为最短寿命的 1.71 倍,分散性较大。表中还说明复合疲劳试验较同等条件下的纯低周加载来说,对于降低叶片疲劳寿命更加明显。

本次研究所开展的纯低周与复合疲劳试验,低周加载都相同。为了分析高周振动应力幅值对

高低周复合疲劳寿命的影响,通过对载荷谱中高周振动应力幅值 σ_h 的改变,绘制的 S - N 曲线即为 σ_h - N 曲线。利用幂函数表达式来计算叶片的疲劳性能曲线,根据表 3 中所列数据在双对数坐标系下进行线性拟合,结果如图 9 所示。可见,压气机叶片高低周复合疲劳的中值 S - N 曲线在双对数坐标系下表现出良好的线性,拟合系数(R)高达 0.99。

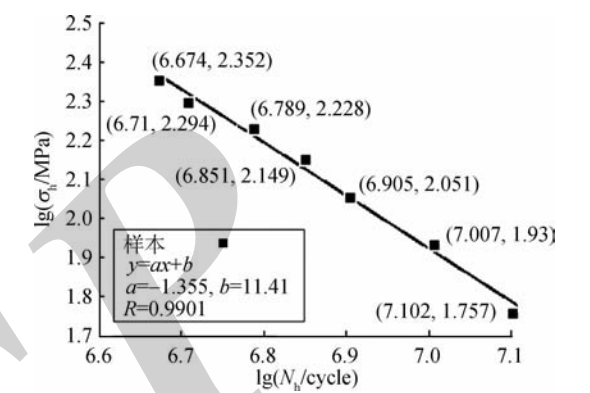


图 9 叶片复合疲劳中值 S - N 曲线
Fig.9 Median S - N curve of the compound fatigue of the blade

根据压气机叶片在双对数坐标系下的中值 S - N 曲线,取监测点振幅为 $10\ \mu\text{m}$ 时,即高周振动应力幅值为 $57.1\ \text{MPa}$ 时,结合表 4 中所列数据,利用极大似然法可得到叶片高低周复合疲劳 P - S - N 曲线^[14-17],如图 10 所示。

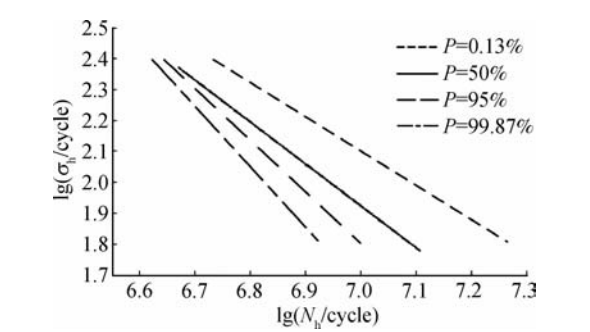


图 10 叶片 P - S - N 曲线
Fig.10 P - S - N curve of the blade

从图 10 中可以看出,复合疲劳的 P - S - N 曲线在双对数坐标系下也呈现出线性特征,直线越陡,随振动应力水平的提高,曲线间的横向距离逐渐缩短。

3 复合疲劳试验叶片断口分析试验

对叶片进行复合疲劳试验,对试验后的叶片

断口进行断口分析,找出疲劳源、高周扩展区、低周扩展区,以此来验证所设计复合疲劳试验的合理性和可行性^[18]。复合疲劳试验后的试件如图 11 所示。

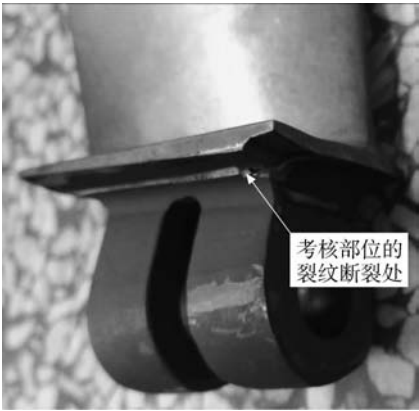


图 11 复合疲劳试验件考核部位断裂图
Fig. 11 Fracture inspection place of the blade under the reaction of compound fatigue

对样品做断口分析,首先需要进行预处理。复合疲劳试验后的叶片是在叶片根部出现较大裂纹的,由于仪器对样品尺寸要求较高,首先要进行人工断样,随后将断裂部位放入仪器中。处理后的断口如图 12 所示,断口图中较为清晰地呈现出疲劳弧线,断口最左端为叶片缘板与榫头的转接部分,是通过仿真分析确定的考核部位,此处明显颜色较深。这些特征表明此处为最早出现裂纹的疲劳源区,由于暴露于空气中时间最长,氧化严重,因此颜色较深,进一步验证了仿真计算结果的正确性。

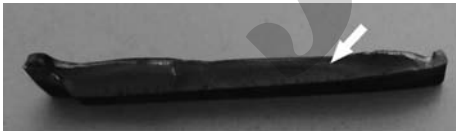


图 12 处理后的试验件断口图
Fig. 12 Fracture of the blade with pretreatment

将处理后的断口试样放入进样器,采用 SEM (扫描电子显微镜)进行电镜扫描,将断口上裂纹前沿区域放大 22 倍,从图 13 中可以进一步清晰地观测到疲劳弧线。疲劳弧线外侧为裂纹快速扩展区域,也称为瞬断区。

3.1 复合疲劳试验件断口扫描结果分析

对进样后的断口疲劳源进行宏观扫描、500 倍、2000 倍、5000 倍 SEM 扫描分析,扫描结果如

图13~图 16 所示。
图 13 看出在断口上,区域 1 为裂纹源,区域 2 为高周扩展区,区域 3 低周扩展区,区域 4 为断样时形成的断裂形貌,区域 2 断口表面较为光滑,区域 3 断口表面粗糙。

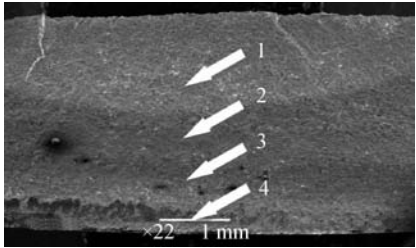


图 13 断口 SEM 宏观图
Fig. 13 SEM of the fracture

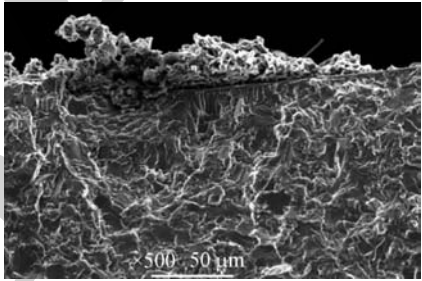


图 14 断口 500 倍 SEM 图
Fig. 14 500 times SEM of the fracture

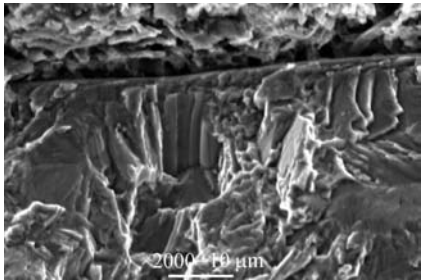


图 15 断口 2000 倍 SEM 图
Fig. 15 2000 times SEM of the fracture

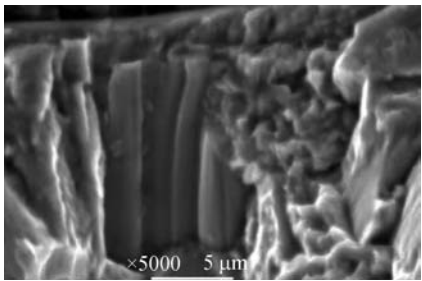


图 16 断口 5000 倍 SEM 图
Fig. 16 5000 times SEM of the fracture

从图 14 可知疲劳源区表面有明显的线源,裂纹表面有不致密的氧化膜,可能是由于断口在空气中长时间暴露形成的,但是对 SEM 分析并没有什么影响。

从图 15 中得知有多个解理断裂区。从图 16 可以看出,图中出现了很多解理断裂的台阶形图,它是在正应力作用下产生的一种穿晶断裂,沿一定的晶面分离,这可能是跟裂纹源的萌生隙有关。

3.2 叶片低周扩展区断裂分析

低周疲劳断裂与拉伸断口特征非常相似,断口呈多源或线源断裂,裂纹萌生区附近有时可见到细小韧窝,低周扩展区疲劳条带间距较大,一般在微米级以上,低周扩展区的扫描分析如图 17~图 18 所示。

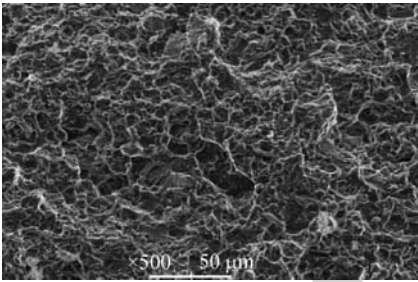


图 17 低周扩展区 500 倍 SEM 图
Fig. 17 500 times SEM of the low cycle loading extended area

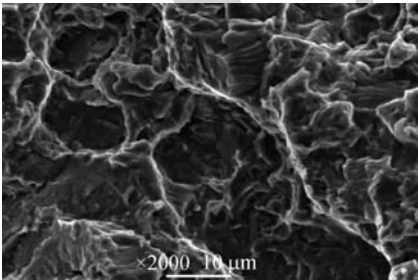


图 18 低周扩展区 2000 倍 SEM 韧窝图
Fig. 18 2000 times SEM of the low cycle loading extended area

图 17 为 500 倍下低周扩展区 SEM 图,有多条明显的穿晶扩展与疲劳小弧线,疲劳小弧线是在比较复杂的载荷谱中,对应有规律的某种载荷变化而产生的一种特征,从形貌上讲介于疲劳弧线和疲劳条带之间。疲劳小弧线是低周疲劳断口的典型特征。图 18 为 2 000 倍下低周扩展区 SEM 图,断裂呈现沿晶界界面上扩展,说明断裂是由典型的低周拉力作用形成的,在拉力作用下

断裂沿晶界扩展,图中的低周扩展区韧窝明显。

3.3 叶片高周扩展区断裂分析

弯曲振动疲劳断口的源区位于转子叶片的叶根部位,多数以单疲劳源存在,疲劳源区与扩展区断面细密、平坦,其次具有较明显的疲劳弧线。高周扩展区断裂如图 19~图 20 所示。

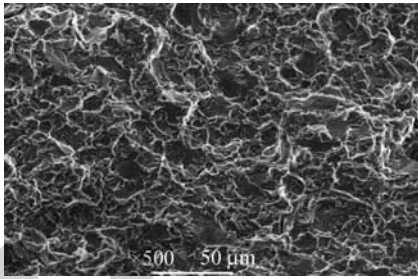


图 19 高周扩展区 500 倍 SEM 图
Fig. 19 500 times SEM of the high cycle loading extended area

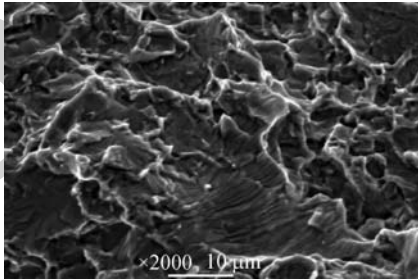


图 20 高周扩展区 2000 倍 SEM 图
Fig. 20 2000 times SEM of the high cycle loading extended area

图 19 为 500 倍下高周扩展区 SEM 图,图中出现了多块的疲劳条带区域;疲劳条带是裂纹局部瞬时前沿线的微观塑性变形痕迹,其法线方向大致指向疲劳裂纹扩展方向,疲劳条带是高周扩展区典型的基本微观特征。图 20 为高周扩展区 2000 倍下 SEM 图,可以看出为明显的高周加载形成的断口特征,图中出现了一块明显的横向疲劳条带,高亮线条为撕裂棱,图中可知断裂为穿晶扩展;从上述两幅图可以看出断裂符合高周断裂的特点。

4 结 论

针对某型发动机压气机叶片在外场使用中,由于发动机工作时,叶片受低周离心力与高周振动载荷复合导致的疲劳断裂故障,本文设计了测试叶片寿命的高低周复合疲劳加载试验系统,结果表明:

1) 本文通过对叶片考核位置的仿真分析,确立了高低周复合疲劳加载方案,并在此基础上设计高低周复合疲劳加载试验台,可以提供水平单方向低周拉力加载和竖直方向的高周振动加载。此设计,使得高低周载荷同时传递至叶片考核部位的过程中,两者互不干涉、影响,从而达到较好的试验效果。

2) 本文根据试验载荷谱,结合发动机外场数据,仿真计算出低周加载力的数值;同时结合振动试验,确定出叶片的一阶振动频率,确定了高周载荷。在此基础上,开展了高低周复合疲劳试验,并且根据试验数据确定出了压气机叶片疲劳特性曲线,即振动应力中值 $S-N$ 曲线与 $P-S-N$ 曲线。

3) 本文通过对复合疲劳试验后的试验件进行断口分析,从结果分析中可以看出,断口出现了明显的疲劳源、高周扩展区、低周扩展区以及瞬断区,通过断口分析找到了叶片的断裂所经历的高低周复合疲劳作用形成的特征区域。

综上所述,本文所设计的高低周复合疲劳试验系统可以作为测试压气机叶片疲劳寿命的试验系统,同时说明了该复合疲劳试验设计合理且可行,可作为类似试验参考。

参考文献:

- [1] 陶春虎,钟培道,王仁智,等. 航空发动机转动部件的失效与预防[M]. 北京:国防工业出版社,2008.
- [2] 闫晓军,聂景旭. 涡轮叶片疲劳[M]. 北京:科学出版社,2013.
- [3] 闫春明. 静力加载试验台的研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2013.
YAN Chunming. The research of static loading test bench[D]. Harbin: Harbin Industry University, 2013. (in Chinese)
- [4] 张亚骝,周瑞祥,尚柏林,等. 某型发动机风扇叶片疲劳试验台加载控制技术研究[J]. 机械科学与技术, 2015, 34(10): 1636-1640.
ZHANG Yakui, ZHOU Ruixiang, SHANG Bolin, et al. Research for the control technology of a certsin type of engine fan blade loading test bench[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2015, 34(10): 1636-1640. (in Chinese)
- [5] HOU N X, WEN Z X, YU Q M, et al. Application of a combined high and low cycle fatigue life model on life prediction of SC blade[J]. International Journal of Fatigue, 2009, 31(4): 616-619.
- [6] 陈传尧. 疲劳与断裂[M]. 武汉:华中科技大学出版社,2002.
- [7] 丁毓峰. ANSYS12.0 有限元分析完全手册[M]. 北京:电子工业出版社,2011.
- [8] 康宁,闫晓军,李晓甫,等. 高低周复合疲劳试验中振动应力的监测与计算[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2010, 23(4): 23-25.
KANG Ning, YAN Xiaojun, LI Xiaofu, et al. Numerical calculation and measurement of the vibration stress in combined high and low cycle fatigue tests[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2010, 23(4): 23-25. (in Chinese)
- [9] 赵卫强,刘永贤,鲁墨武. 某航空发动机压气机叶片轮盘耦合振动分析[J]. 机械设计与制造, 2010, 5(5): 116-118.
ZHAO Weiqiang, LIU Yongxian, LU Mowu. Coupling vibration analysis of an aeroengine compressor blade-disc system[J]. Machinery Design and Manufacture, 2010, 5(5): 116-118. (in Chinese)
- [10] 刘红彬,陈伟. TC11 材料高低周疲劳裂纹萌生与扩展特性研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2012, 25(2): 49-53.
LIU Hongbin, CHEN Wei. Study on initiation and propagation characteristics of low and high cycle combined fatigue crack in TC11[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2012, 25(2): 49-53. (in Chinese)
- [11] 张亚骝,周瑞祥,张仅. 直管和弯管比较下的疲劳试验台稳定性的研究[J]. 宇航计测技术, 2015, 35(6): 33-37.
ZHANG Yakui, ZHOU Ruixiang, ZHANG Jin. Research for the stability of fatigue test bench on a straight pipe and a bend pipe[J]. Journal of Astronautic Metrology and Measurement, 2015, 35(6): 33-37. (in Chinese)
- [12] 中华人民共和国航空工业部. HB5277-84 发动机叶片及材料振动疲劳试验方法[S]. 北京:航空工业部,1984.
- [13] YU Xianjun, XU Pengfei, ZHANG Yifei, et al. Influence of meridional flowpath on the performance of swept blade in an axial compressor stage[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(8): 1875-1887.
- [14] 闫晓军,孙瑞杰,邓瑛,等. 涡轮叶片复合疲劳特性曲线及其规律的试验[J]. 航空动力学报, 2011, 26(8): 1824-1829.
YAN Xiaojun, SUN Ruijie, DENG Ying, et al. Experimental study on fatigue curve law of turbine blade under combined high and low cycle loading[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(8): 1824-1829. (in Chinese)
- [15] 赵萍,何清华,李维. 某燃气涡轮工作叶片裂纹分析[J]. 航空动力学报, 2009, 24(9): 2033-2039.
ZHAO Ping, HE Qinghua, LI Wei. Crack analysis of the first stage on a gas turbine[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(9): 2033-2039. (in Chinese)
- [16] 高镇同. 疲劳应用统计学[M]. 北京:国防工业出版社,1986.
- [17] YAN Xiaojun, NIE Jingxu. Creep-fatigue tests on full scale directionally solidified turbine blades[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2008, 130(4): 044501.1-044501.5.
- [18] 刘新灵,张峥,陶春虎. 疲劳断口定量分析[M]. 北京:国防工业出版社,2010.